升力加载法在起落架落震性能分析中的应用

张飞，马晓利，白春玉，杨正权，陈熠

（中国飞机强度研究所结构冲击动力学航空科技重点实验室，710065 西安）

摘　要：起落架仿升落震是采用直接在起落架上施加当量升力而非减缩当量质量的方法，考虑了升力对起落架落震性能的影响，更加真实地模拟了起落架的着陆/着舰过程。本研究以某型舰载机主起落架为研究对象，基于不同的升力加载方式（理论仿升和落震仿升），首先，建立起落架仿升落震动力学模型；然后，利用 ALTLAS 软件对起落架仿升落震进行数值仿真计算；最后，在具有仿升动力模拟装置的落震试验台上进行了试验验证。通过不同下沉速度下的结果验证对比，验证了升力加载法在起落架仿升落震中应用的正确性和有效性；落震仿升法通过对起落架仿升落震试验系统进行理论建模，实现起落架当量升力加载，是一种可有效辅助于起落架缓冲系统设计和缓冲性能验证的分析手段。

关键词：起落架；升力加载法；数值仿真；落震试验；机翼升力模拟

中图分类号：V214.1　　**文献标志码：**A

Application of the lift loading method in the analysis of landing gear drop shock performance

ZHANG Fei，MA Xiaoli，BAI Chunyu，YANG Zhengquan，CHEN Yi

（Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Structures Impact Dynamics，Aircraft Strength Research Institute of China，710065 Xi'an，China）

Abstract：The landing gear drop shock featured with wing lift directly applies the equivalent lift to the landing gear instead of reducing the equivalent mass，and the effect of wing lift on the landing performance of landing gear is considered. The landing process of the landing gear can be simulated more truly with the aid of the landing gear drop test featured with wing lift. This paper takes a certain type of strut-type main landing gear as the research object. Based on different lift loading methods（i. e.，theoretical lift simulation and drop test lift simulation），first，the dynamic model of landing gear drop shock featured with wing lift is established. Then，the numerical simulation of landing gear drop shock featured with wing lift is carried out by using ALTLAS software. Finally，the landing gear drop test is carried out on the drop test bench with the wing lift simulation device. By the verification and comparison of the results under different sinking speeds，the correctness and effectiveness of the application of lift loading method in the landing gear drop test featured with wing lift are verified. Drop test lift simulation realizes the loading of the equivalent lift on

收稿日期：2022-04-23　　**修回日期：**2022-05-12

基金项目：国防基础科研计划资助项目（No. JCKY2021205B091）

通信作者：张飞，工程师。E-mail：feizhangasri623@163.com

引用格式：张飞，马晓利，白春玉，等. 升力加载法在起落架落震性能分析中的应用[J]. 应用力学学报，2023，40（1）：48-56.

ZHANG Fei，MA Xiaoli，BAI Chunyu，et al. Application of the lift loading method in the analysis of landing gear drop shock performance[J]. Chinese journal of applied mechanics，2023，40（1）：48-56.

the landing gear via the theoretical modeling of the system of landing gear drop test featured with wing lift. The drop test lift simulation can effectively assist the development of the landing gear buffer system and the verification of the buffer performance.

Key words: landing gear; lift loading method; numerical simulation; drop test; wing lift simulation

起落架是专门提供飞机用以起飞、着陆/着舰、滑跑、地面移动和停放的装置。飞机在着陆/着舰、滑跑过程中,会与地面产生不同程度的撞击,起落架起着承受并减缓这种撞击的作用,从而降低飞机的着陆/着舰过载。另外,起落架在提高飞机结构疲劳寿命、地面可操作性、乘员舒适性等方面起着非常重要的作用。因此,起落架布局、结构的合理性以及缓冲性能的优化设计直接影响飞机的起降和滑跑特性[1]。

起落架着陆/着舰特性分析[2-4]在飞机起落装置/系统的研制过程中扮演着至关重要的角色,必须将众多因素的影响考虑在内,其中机翼升力是最为关键的影响因素之一。机翼升力是作用在机体上的一种分布载荷,与飞机机翼的翼型、飞行迎角和速度等因素直接相关,所以计算分析时要做一定程度的简化。假设在飞机重心处加载大小等于其 1 倍重力的升力,并且在飞机着陆/着舰过程中为定常值,是目前机翼升力模拟加载的通用方法[5-6],即理论仿升法。此外,机翼升力等效分解到前、主起落架转轴处的升力称为起落架当量升力。在起落架缓冲系统设计阶段,设计人员借助理论仿升法确定缓冲器内部结构参数,理论上获得起落架最理想的缓冲性能。但基于理论仿升得到的计算结果最终需要借助落震试验进行选参试验验证,从而辅助于起落架缓冲性能敏感性参数修正。

在起落架缓冲性能的试验验证阶段,为了在实验室环境下真实、有效地模拟起落架的着陆/着舰特性,目前国际上通用的有两种起落架落震试验方法,即“减缩质量法”[7]和“升力加载法”[8]。“减缩质量法”基于能量等效,将升力所做的功等效为起落架落震投放质量的减缩,是一种无升力作用的自由落体落震试验法,此时投放质量不等于起落架的当量质量。“升力加载法”是有升力作用的落震试验,考虑飞机着陆/着舰时机翼升力的影响,此时投放质量等于起落架的当量质量。对于在实验室环境下的起落架仿升落震试验,是在落震试验台上增设专门可提供仿升动力的仿升力模拟装置,一般利用仿升作动筒(气动缸)或者高弹性的橡皮绳对吊篮施加垂直于地面向上的载荷来模拟飞机的机翼升力。但是橡皮绳的输出载荷会因其弹性变形而产生较大变化,升力模拟不稳定,且输出载荷较小,不满足升力模拟恒定的要求。所以起落架仿升落震试验中的升力模拟一般采用固定于落震试验台的仿升作动筒来实现。

通过考虑机翼升力的作用,相关学者基于升力加载法开展了起落架缓冲性能研究的落震试验和仿真模拟。齐丕骞等[8]结合某型号飞机起落架落震试验任务,研发了可模拟飞机机翼升力的落震试验系统,并成功应用于起落架仿升落震试验。豆清波等[9]基于舰载机全机落震试验,对机翼升力的模拟方法开展了研究,提出了一种适用于全机落震试验的升力加载方法并成功应用于某型号舰载机全机落震试验。沈强等[10]基于升力加载法在 ADMAS/Aircraft 软件环境下开展了起落架仿升落震试验仿真模拟,分析了升力加载法在起落架缓冲性能研究中的应用。方建义等[11]基于起落架着陆动力学模型,结合某型直升机主起落架的外场使用问题,对小升力系数下主起落架的着陆特性进行了分析,同时给出了缓冲器的优化方案。

值得一提的是,目前起落架仿升落震理论研究普遍采用的手段是理论仿升法,只能服务于起落架缓冲系统设计初期,无法应用于试验验证阶段。为了有效指导起落架仿升落震试验设计,缩短试验验证周期,推动起落架研制进程,本研究首次提出落震仿升法。落震仿升法是对起落架仿升落震试验中的落体系统和升力模拟系统进行动力学建模,其中的起落架当量升力由仿升筒提供,从而理论模拟起落架落震过程中的升力作用。

本研究以某型舰载机主起落架为研究对象,首先,基于升力加载法建立起落架仿升落震动力学模型,然后,基于 ALTLAS 软件进行起落架仿升落震数值仿真,最后,通过与仿升落震试验数据的对比研究,验证了起落架仿升落震理论模型的正确性和有效性。本研究提出的落震仿升法可有效仿真模拟起落架仿升落震试验,验证基于理论仿升得到的计算结果,为舰载机起落架缓冲系统设计提供重要的分

析手段。同时,落震仿升法可以指导起落架仿升落震试验系统设计,提高试验精度,辅助起落架缓冲性能验证,从而推动起落架研制进程。

1 起落架仿升落震动力学模型

1.1 理论仿升运动微分方程

在进行起落架缓冲性能理论分析时,为了方便动力学方程的建立,普遍采用二质量弹簧-阻尼模型[12-13],如图 1 所示。根据起落架系统的运动特点,将起落架的当量质量划分为两个集中质量,即包括机身(落震试验中指吊篮、夹具和配重)、缓冲器外筒等空气弹簧上部的弹性支承质量,以及包括活塞内筒、机轮组件以及刹车装置等空气弹簧下部的非弹性支承质量。

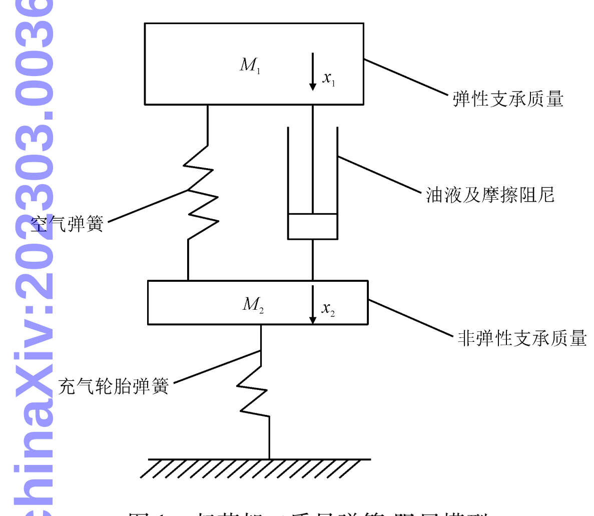


图 1 起落架二质量弹簧-阻尼模型

Fig. 1 Two-mass model of landing gear

以上各部分的运动方程可以写成

$$\begin{cases} M_1\ddot{x}_1 = -F_a - F_h - L + M_1 g - F_f - F_l \\ M_2\ddot{x}_2 = -F_t + F_h + F_a + M_2 g - F_f + F_l \end{cases} \tag{1}$$

式中:M_1 和 M_2 分别表示弹性支撑质量和非弹性支承质量;x_1 和 x_2 分别对应弹性支承质量和非弹性支撑质量在垂直方向的位移;F_a 为空气弹簧力;F_h 为油液阻尼力;F_f 为活塞杆与缓冲支柱之间的摩擦力;F_t 为地面作用在轮胎上的支反力;F_l 为缓冲器结构限制力;F_a 表示为

$$F_a = A_a\left[\frac{P_{a0}}{(1 - A_a S/V_0)^n} - P_{atm}\right] \tag{2}$$

式中:A_a 为缓冲器空气腔有效压气面积;S 为缓冲器行程;V_0 为空气初始容积;n 为空气腔压缩多变指数;P_{a0} 为空气腔初始压力;P_{atm} 为标准大气压。F_h 表示为

$$\begin{cases} F_h = \dfrac{\rho A_h^3 \dot{S}^2}{2C_d^2 A_d^2}\mathrm{Sng}(\dot{S}) + \dfrac{\rho A_h^3 \dot{S}^2}{2C_{ds}^2 A_{ds}^2}\mathrm{Sng}(\dot{S}) \\ \mathrm{Sng}(\dot{S}) = \begin{cases} 1, & \dot{S} > 0 \\ 1, & \dot{S} < 0 \end{cases} \end{cases} \tag{3}$$

式中:ρ 为油液密度;A_h 为主油腔有效压油面积;A_d 为主油孔有效过流面积;C_d 为主油孔流量系数;A_{ds} 为回油孔有效过流面积;C_{ds} 为回油孔流量系数。F_f 表示为

$$F_f = F_{fp} + F_{fc} \tag{4}$$

式中:F_{fp} 为缓冲器皮碗摩擦力;F_{fc} 为缓冲支柱弯曲摩擦力。F_t 表示为

$$F_t = n_t(1 + C_T\dot{\delta})f(\delta) \tag{5}$$

式中:n_t 为单个起落架机轮数量;C_T 为轮胎垂直振动阻尼系数(C_T 一般取 0.04 s/m);$f(\delta)$ 为轮胎静压曲线(图 2)。F_l 表示为

$$F_l = \begin{cases} K_l S, & S < 0 \\ 0, & 0 \leqslant S \leqslant S_{max} \\ K_l(S - S_{max}), & S > S_{max} \end{cases} \tag{6}$$

式中:S_{max} 为缓冲器最大行程;K_l 为缓冲器轴向刚度。

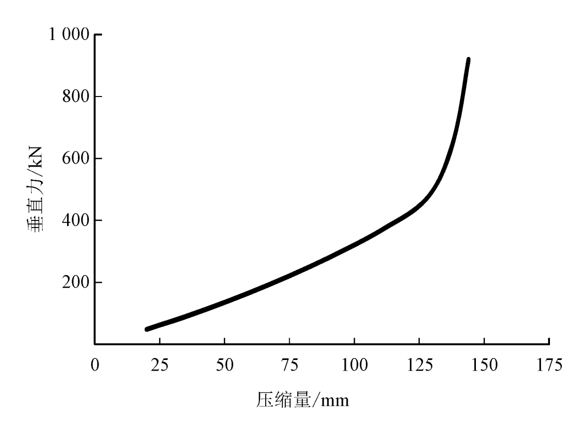


图 2 轮胎静压曲线

Fig. 2 Tire static pressure curve

当量升力 L 假设作用于飞机重心处,大小等于飞机的当量质量。等效分解到前、主起落架转轴处的升力等同于当量载荷的计算方法,对于主起而言,其表达式为

$$L = \frac{G_{zl}}{2} = G_{dl} \tag{7}$$

式中:G_{zl} 为飞机的着陆重量;G_{dl} 为主起当量载荷。

1.2 落震仿升运动微分方程

起落架落震仿升模型如图 3 所示。其中，起落架所需当量仿升力由仿升作动筒提供。起落架的着舰重量与落体系统（包含吊篮、机体模拟器和起落架）的重量一致。采用自由落体方法，飞机下沉速度由落体系统的投放高度 h 决定。

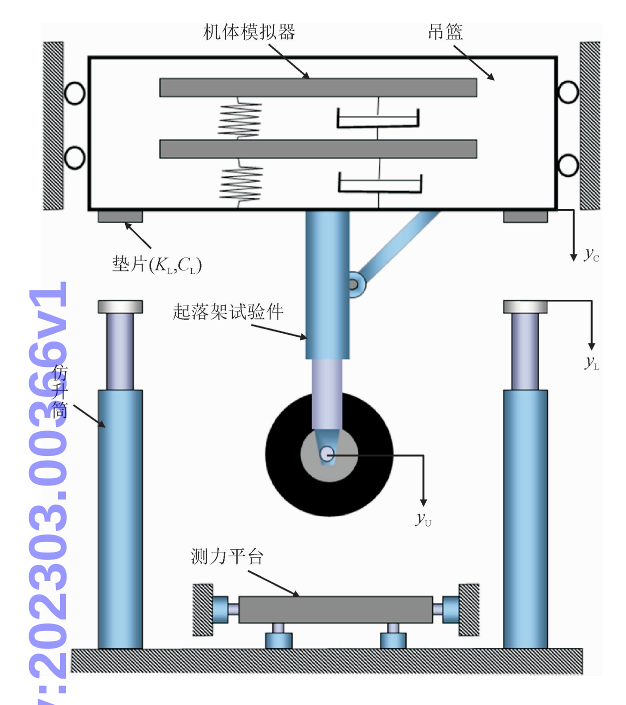


图 3 起落架落震仿升模型

Fig. 3 The drop test model of landing gear with wing lift

吊篮在指定投放高度落下，同时撞击测力平台和仿升筒顶帽。当吊篮同时与测力平台和仿升筒顶帽刚好接触，此时为落震零点，即，吊篮重心垂直位移 $y_C=0$；仿升筒活塞杆位移 $y_L=0$；轮轴垂直位移 $y_U=0$；机轮下缘到落震平台上平面的距离 $L_0=0$。仿升力是吊篮与仿升筒接触碰撞力 F_L，即

$$F_L=\begin{cases}K_L(y_C-y_L)+C_L(\dot{y}_C-\dot{y}_L) & ,\ y_C\geqslant 0\\ 0 & ,\ y_C<0\end{cases} \tag{8}$$

式中：K_L为垫片刚度系数；C_L为垫片阻尼系数。

基于实验室环境下起落架仿升落震试验系统的运动特点，落震仿升模型的动力学方程可以表示为

$$\begin{cases}M_L\ddot{y}_L=F_L-F_a\\ M_C\ddot{y}_C=-F_L-F_y+M_Cg\\ M_U\ddot{x}_U=F_x-D\\ M_U\ddot{y}_U=F_y-V_T+M_Ug\\ I_U\dot{\omega}=D(R-\delta/3)\end{cases} \tag{9}$$

式中：M_L为仿升筒活塞杆质量；M_C为起落架弹性支撑质量；M_U为起落架非弹性支承质量；I_U为机轮转动惯量；F_x为起落架作用于吊篮上的水平力；F_y为起落架作用于吊篮上的垂直力；V_T为落震平台作用于机轮上的垂直力；D 为落震平台作用于机轮上的航向摩擦力；R 为机轮初始半径；w 为机轮转速；F_a为仿升筒空气弹簧力，在落震中为常值，见式（10）；δ 为轮胎压缩量，见式（11）。

$$F_a=N(M_C+M_U)g \tag{10}$$

式中 N 为仿升系数，且 $N\leqslant 1.0$。

$$\delta=\begin{cases}y_U-L_0, & y_U>L_0\\ 0\quad, & y_U\leqslant L_0\end{cases} \tag{11}$$

方程（9）的初始条件为

$$\begin{cases}y_L|_{t=0}=0,\dot{y}_L|_{t=0}=0\\ y_C|_{t=0}=0,\dot{y}_C|_{t=0}=V_S\\ x_U|_{t=0}=0,\dot{x}_U|_{t=0}=0\\ y_U|_{t=0}=0,\dot{y}_U|_{t=0}=V_S\\ \omega|_{t=0}=V_L/R\end{cases} \tag{12}$$

式中：V_L为飞机水平速度；V_S为飞机下沉速度。

1.3 ALTLAS 起落架动力学仿真

本研究利用 ALTLAS 软件进行起落架仿升落震试验仿真计算。ALTLAS 软件是中国飞机强度研究所在多年的试验与理论相结合的研究基础之上，开发的一款工程化系统软件，它主要用于飞机起落架缓冲性能分析、滑跑载荷分析、缓冲器油孔参数优化等。ALTLAS 软件主要包括参数化建模、数值计算、后置处理等三大模块，后置处理模块能实现数据显示、曲线绘制、典型计算结果显示等功能[14]。

针对单个起落架系统着舰动力学模型问题，此处假设非弹性支承质量简化于轮轴中心点上，起落架缓冲支柱简化为无质量弹性杆。所以，本文主起落架动力学简化模型见图 4。

起落架非弹性支撑质量块共 4 个运动自由度（x_u,y_u,z_u,ω_T），包括在 $o_u-x_uy_uz_u$ 系中的 3 个平动自由度（x_u,y_u,z_u），以及绕轮轴中心 C 的 1 个转动自由度（ω_T），其动力学方程为

$$\begin{cases} \ddot{x}_u = (D_T^x - F_x)/M_u \\ \ddot{y}_u = (V_T - F_y)/M_u - g \\ \ddot{z}_u = (D_T^z - F_z)/M_u \\ \dot{\omega}_T = -[D_T^x(R-\delta) + M_T]/I_u \end{cases} \tag{13}$$

式中:$\{F_x, F_y, F_z\}$为起落架作用于机体连接点 A 上的力在 $o_u - x_u y_u z_u$ 系中的分量;D_T^x 为轮胎航向水平力($-ox_u$方向);D_T^z 为轮胎侧向水平力($-ox_z$方向);M_T为机轮刹车力矩。

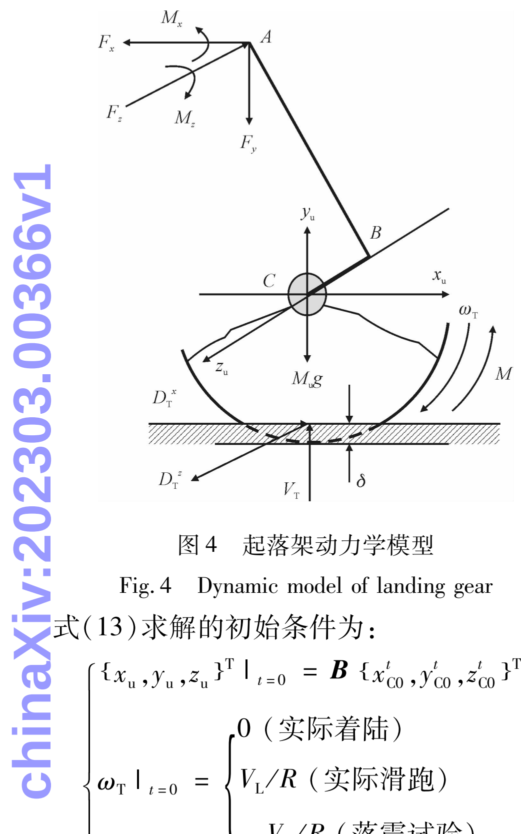


图 4　起落架动力学模型

Fig. 4　Dynamic model of landing gear

式(13)求解的初始条件为:

$$\begin{cases} \{x_u, y_u, z_u\}^T|_{t=0} = \boldsymbol{B}\{x_{C0}^t, y_{C0}^t, z_{C0}^t\}^T \\ \omega_T|_{t=0} = \begin{cases} 0\ (\text{实际着陆}) \\ V_L/R\ (\text{实际滑跑}) \\ -V_L/R\ (\text{落震试验}) \end{cases} \\ \{\dot{x}_u, \dot{y}_u, \dot{z}_u\}^T|_{t=0} = \{V_L, -V_s, 0\}^T \end{cases} \tag{14}$$

式中$\{x_{C0}^t, y_{C0}^t, z_{C0}^t\}^T$为起落架轮轴中心点 C 的初始坐标;$\boldsymbol{B}$ 为坐标系转换矩阵,可以写成

$$\boldsymbol{B} = \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\theta & 0 \\ -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{15}$$

2　起落架仿升落震试验

2.1　试验系统构成及原理

试验台为立柱式自由落体试验系统,该试验系统主要包括提升系统(包括提升作动筒、电磁锁等子系统)、机械系统(包括导向锁架、吊篮、夹具等子系统)、仿升动力系统(包括空气作动筒等子系统)、测试子系统(包括传感器和数据采集系统)等。起落架仿升落震试验示意图见图 5。

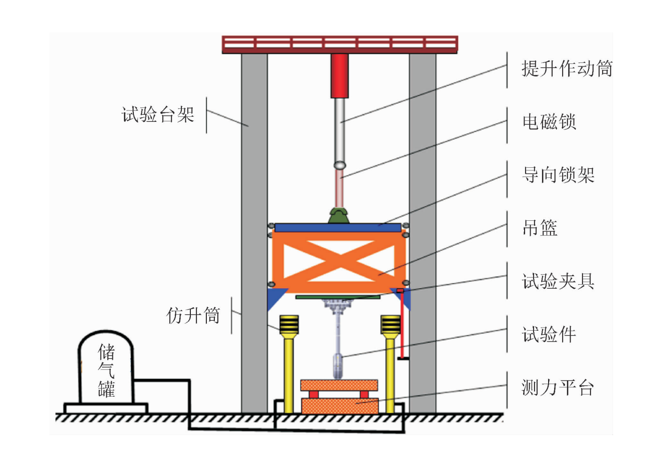


图 5　落震试验台示意图

Fig. 5　Schematic diagram of landing gear drop test system

2.2　试验方法

起落架落震试验[15-17]采用自由落体的方式进行。起落架的当量质量由整个落体系统(包括吊篮、夹具、配重、起落架)的质量模拟,基于升力加载法的落震试验中起落架当量质量等于整个落体系统的质量。飞机着陆迎角(即起落架支柱与航向夹角)通过起落架安装夹具保证,飞机着舰下沉速度由落体系统的投放高度保证。

试验前首先对试验件充填进行检查,落体系统称重,通过调节配重块使落体系统的质量达到试验要求的当量质量。然后给仿升系统开始充压,待仿升系统压力达到规定值后开始试验。试验时先由试验台的提升系统将落体系统提升到指定的投放高度锁定,然后对测力平台和相关测试传感器进行清零操作;待一切准备就绪后,通过控制系统打开落体系统上部的电磁锁,使落体系统沿着立柱导轨自由下落撞击地面测力平台,同时仿升筒给落体系统施加垂直于对面向上且大小等于起落架当量质量的升力;在起落架接触测力平台前触发数据采集系统,获得起落架触及测力平台后各传感器采集的试验数据。起落架仿升落震试验流程见图 6。

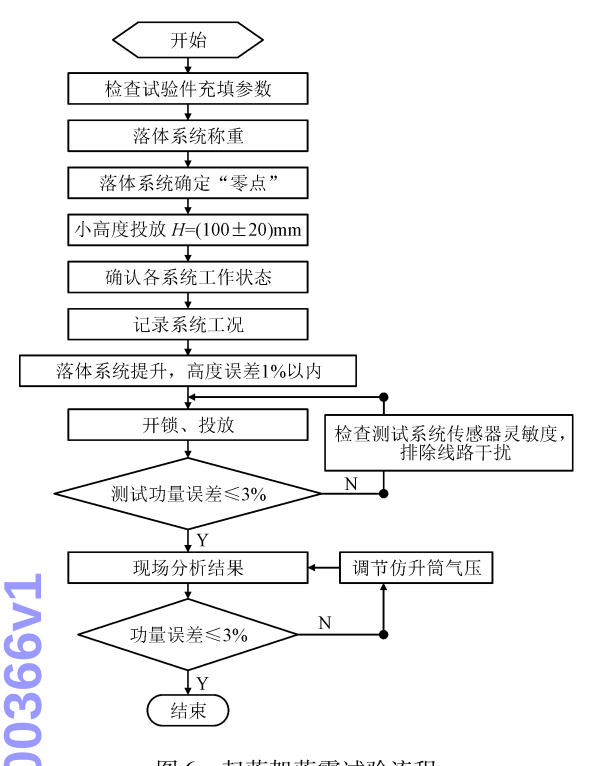


图 6　起落架落震试验流程

Fig. 6　Landing gear drop test process

2.3　升力加载准则

本次起落架仿升落震试验是在实验室中模拟起落架的着舰环境，对于起落架着舰时的升力模拟主要应考虑升力大小、作用时间以及对起落架姿态的影响这 3 个方面。应满足：起落架在落震过程中施加的升力大小应保持恒定；施加的升力不影响起落架在触及平台时的垂向冲击速度；施加的升力在落震过程中不影响起落架的着舰姿态。

2.4　升力加载原理

为了满足起落架着舰升力的施加要求，整个落震试验过程中采用仿升作动筒，分别对落体系统吊篮底部的 4 个部位施加等于四分之一起落架着舰当量质量的恒定载荷，如图 7 所示。起落架触及测力平台瞬间，仿升筒作用于吊篮底部的①、②、③、④部位，部位⑤为落体系统重心，且起落架升力模拟装置垂直于地面安装，这样的升力加载方式就能保证起落架在落震过程中保持着舰姿态不会发生变化。

相比较于液压作动筒等其他动力加载装置，空气作动筒作为飞机升力的模拟装置，其载荷输出响应时间短。在起落架触及测力平台瞬间，仿升筒便能给落体系统迅速施加升力，模拟飞机升力的作用且不会改变起落架下沉冲击速度的大小。

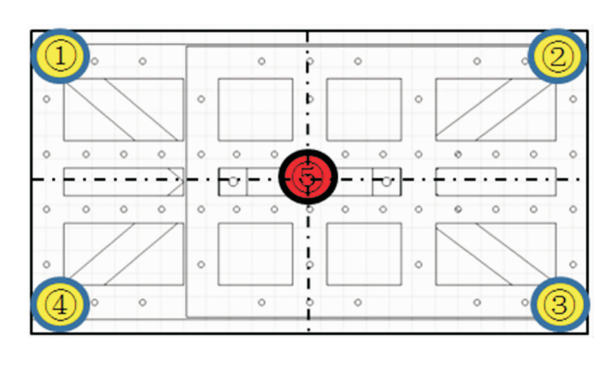


图 7　仿升作动筒作用点

Fig. 7　The action points of wing lift simulation actuators

起落架仿升落震试验利用仿升筒和大容量稳压储气罐实现机翼升力模拟，输出升力大小由仿升筒内部活塞与压缩空气作用面积以及其内部气压的大小决定。任意时刻由仿升装置输出的仿升力大小为

$$T = np\pi R^2 \qquad (16)$$

式中：T 为仿升筒任意时刻输出的仿升力；n 为仿升筒个数；p 为仿升筒内部压力；R 为仿升筒内部活塞杆半径。

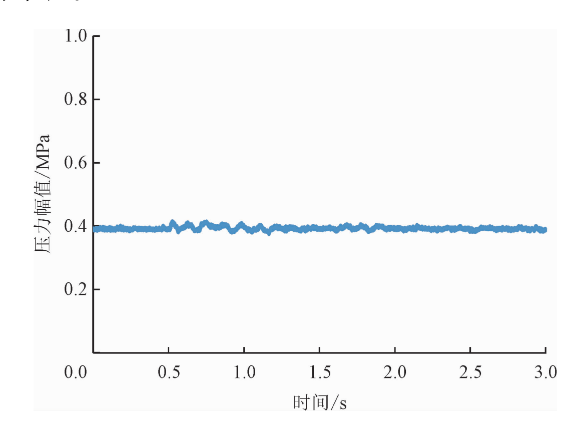


图 8　落震试验过程中仿升作动筒内部气压变化

Fig. 8　Variation of air pressure inside the lift simulation actuator during the drop test

本次仿升落震试验中仿升筒内部活塞作用面积上的气压实测值如图 8 所示，从图中可以看出，在起落架落震试验的整个过程中，仿升筒内部气压基本保持不变，这说明试验过程中任意时刻仿升系统输出的仿升力保持不变，从而有效保证试验全过程中起落架着舰升力模拟的准确性和有效性。

空气作动筒在其内部活塞面积一定时，载荷输出的大小和内部气压成线性关系，这有利于根据试验具体内容，通过调节仿升筒内部气压达到控制仿升力均值的目的，确保仿升力与起落架当量机翼升力一致（$T = L$），从而准确控制仿升系统吸收的功

量,保证仿升落震试验的精度。

3　结果分析

本研究以某型舰载机主起落架为例,起落架主要状态参数见表1。

表1　起落架技术参数

Tab.1　Landing gear technical parameters

序号	状态参数	单位	数值
1	活塞杆直径	mm	144
2	缓冲器结构行程	mm	480
3	缓冲器使用行程	mm	432
4	机轮直径	mm	412
5	支柱充气压力	MPa	1.04
6	主油孔直径	mm	12.4

下沉速度选取4、5、6和7 m/s,落震工况见表2。主要参数结果对比在表3~4中给出,仿真和试验结果功量图见图9~12。

表2　起落架落震仿真参数

Tab.2　Landing gear drop simulation parameters

序号	起落架参数	单位	数值
1	飞机着陆姿态	–	水平
5	升重比	–	1
6	弹性支承质量	kg	9 200
7	非弹性支承质量	kg	200
8	停机载荷	kN	88

从不同下沉速度下起落架缓冲系统功量图可以看出,基于数值仿真和落震试验验证得到的结果吻合良好。通过表3~4中试验验证和数值计算的数据结果对比发现,试验结果和数值计算结果的相对误差最大是3.97%,最小能达到0.05%,满足工程要求。

表3　计算结果与试验结果比较(V_s=5 m/s)

Tab.3　Comparison between the calculated and measured results (V_s=5 m/s)

状况	重心最大垂直位移/mm	缓冲器最大行程/mm	轮胎最大垂直力/kN	缓冲系统功量/J	缓冲器功量/J
理论仿升①	488.24	423.36	247.28	119 859.44	107 519.28
落震仿升②	495.92	427.84	236.48	116 721.68	103 828.96
落震试验③	489.36	423.60	240.88	116 029.52	–
$\frac{\lvert③-①\rvert}{③}\times 100\%$	0.22%	0.05%	2.65%	3.30%	–
$\frac{\lvert③-②\rvert}{③}\times 100\%$	1.34%	1.00%	1.82%	0.59%	–

表4　计算结果与试验结果比较(V_s=6 m/s)

Tab.4　Comparison between the calculated and measured results (V_s=6 m/s)

状况	重心最大垂直位移/mm	缓冲器最大行程/mm	轮胎最大垂直力/kN	缓冲系统功量/J	缓冲器功量/J
理论仿升①	531.36	445.92	323.60	172 514.56	151 383.28
落震仿升②	530.40	445.44	316.80	161 567.52	141 260.24
落震试验③	532.56	444.40	315.04	165 915.92	–
$\frac{\lvert③-①\rvert}{③}\times 100\%$	0.22%	0.34%	2.71%	3.97%	–
$\frac{\lvert③-②\rvert}{③}\times 100\%$	0.40%	0.23%	0.55%	2.62%	–

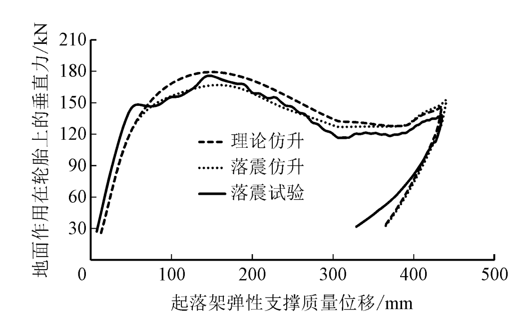


图 9 缓冲系统功量图(V_s =4 m/s)

Fig. 9 Buffer system power diagram(V_s =4 m/s)

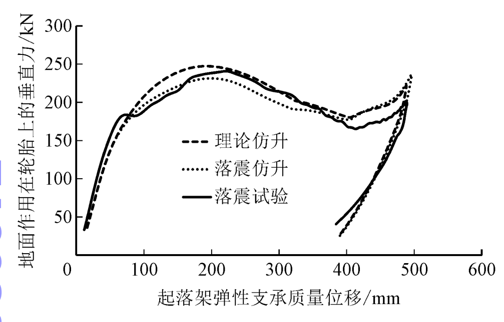


图 10 缓冲系统功量图(V_s =5 m/s)

Fig. 10 Buffer system power diagram(V_s =5 m/s)

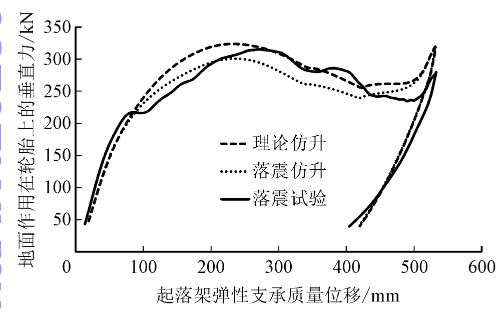


图 11 缓冲系统功量图(V_s =6 m/s)

Fig. 11 Buffer system power diagram(V_s =6 m/s)

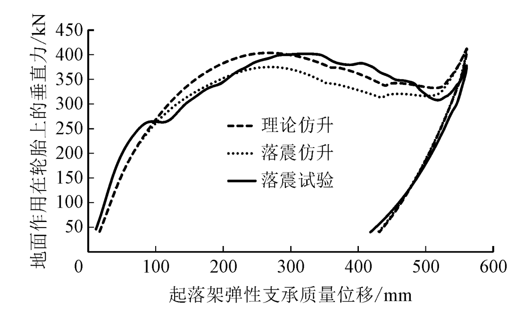


图 12 缓冲系统功量图(V_s =7 m/s)

Fig. 12 Buffer system power diagram(V_s =7 m/s)

4 结 论

本研究以某型舰载机主起落架为研究对象,首先,基于升力加载法(理论仿升和落震仿升)进行起落架仿升落震动力学建模,然后,根据其结构参数和缓冲器内部充填参数,在 ALTLAS 软件中进行数值仿真计算,并与验证试验结果进行对比,验证了本研究起落架仿升落震动力学模型的正确性和有效性。基于升力加载法的起落架落震数值仿真不需要复杂的迭代过程,从而能提高起落架缓冲性能的理论分析效率。另外,落震仿升法通过对起落架仿升落震试验系统进行动力学建模,可有效仿真模拟起落架仿升落震试验,指导起落架仿升落震试验系统设计,提高试验精度,为舰载机起落架缓冲系统设计和缓冲性能验证提供重要的辅助手段。

参考文献:

[1] 刘小川,王彬文,白春玉,等. 航空结构冲击动力学技术的发展与展望[J]. 航空科学技术,2020,31(3):1-14.

LIU Xiaochuan, WANG Binwen, BAI Chunyu, et al. Progress and prospect of aviation structure impact dynamics[J]. Aeronautical science & technology,2020,31(3):1-14(in Chinese).

[2] 于秀伟,金秀芬. 起落架着陆分析模型试验修正研究[J]. 机械设计与制造工程,2020,49(11):81-85.

YU Xiuwei, JIN Xiufen. Research on modification of landing gear landing analysis model test[J]. Machine design and manufacturing engineering,2020,49(11):81-85(in Chinese).

[3] 胡锐,牟让科,宋得军,等. 温度对油—气式起落架缓冲性能的影响研究[J]. 航空工程进展,2022,13(3):150-156.

HU Rui, MU Rangke, SONG Dejun, et al. Research on the influence of temperature on the cushioning performance of oil-air landing gear[J]. Advances in aeronautical science and engineering,2022,13(3):150-156(in Chinese).

[4] 胡锐,张飞,牟让科. 减缩质量法与仿升法落震试验对比研究[J]. 科学技术创新,2021(28):145-147.

HU Rui, ZHANG Fei, MU Rangke. Comparative study on drop-shock test between reduction mass method and imitation lift method[J]. Scientific and technological innovation,2021(28):145-147(in Chinese).

[5] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册-第 9 册-载荷、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社,2001.

[6] 航空航天工业部科学技术委员会. 飞机起落架强度设计指南[M]. 成都:四川科学技术出版社,1989:711-732.

[7] 杨建波,任佳. 起落架落震试验中缓冲系统投放功量修正方法研究[J]. 应用力学学报,2017,34(2):329-334.

YANG Jianbo, REN Jia. Study on correction method for released energy of buffer system in the landing gear drop test[J]. Chinese journal of applied mechanics,2017,34(2):329-334(in Chinese).

[8] 齐丕骞,史惟琦,戚志民,等. 起落架落震试验中的仿升动力模

拟[J]. 机械科学与技术,2002,21(增刊1):36-37.
QI Piqian, SHI Weiqi, QI Zhimin, et al. Wing lift simulation in landing-gear drop test[J]. Mechanical science and technology, 2002,21(S1):36-37(in Chinese).

[9] 豆清波,刘小川,奚杨风光,等. 舰载机全机落震试验机翼升力模拟方法研究[J]. 振动与冲击,2018,37(2):51-56.
DOU Qingbo, LIU Xiaochuan, XI Yangfengguang, et al. Wing lift simulation method during full scale carrier-based aircraft drop tests [J]. Journal of vibration and shock, 2018, 37(2): 51-56(in Chinese).

[10] 沈强,时兵. 升力加载法在起落架缓冲器性能研究中的应用[J]. 航空计算技术,2010,40(5):59-62.
SHEN Qiang, SHI Bing. Application of a novel lift-loading method in landing gear performance study[J]. Aeronautical computing technique, 2010,40(5):59-62(in Chinese).

[11] 方建义,焦阳. 某型直升机主起落架小升力系数下的着陆性能研究[J]. 中国科技信息,2019(21):20-22.
FANG Jianyi, JIAO Yang. Research on landing performance of a certain type of helicopter main landing gear with small lift coefficient[J]. China science and technology information, 2019(21): 20-22(in Chinese).

[12] 娄锐,折世强,鲁德发,等. 起落架着陆油气混合缓冲器压力分析[J]. 航空工程进展,2020,11(3):380-386.
LOU Rui, SHE Shiqiang, LU Defa, et al. Oleo-pneumatic mixed shock absorber landing pressure analysis of landing gear[J]. Advances in aeronautical science and engineering, 2020, 11(3): 380-386(in Chinese).

[13] 齐浩,王泽河,朱华娟,等. 飞机起落架落震动力学建模及仿真分析[J]. 机床与液压,2021,49(8):141-146.
QI Hao, WANG Zehe, ZHU Huajuan, et al. Modeling and simulation analysis of landing motion of aircraft landing gear[J]. Machine tool & hydraulics, 2021, 49(8): 141-146(in Chinese).

[14] 周瑞鹏,宋德军,陈熠. 基于 ALTLAS 舰载机起落架落震缓冲性能分析[J]. 航空科学技术,2022,33(1):91-97.
ZHOU Ruipeng, SONG Dejun, CHEN Yi. Analysis on cushioning performance of landing gear of carrier-based aircraft based on ALTLAS[J]. Aeronautical science & technology, 2022, 33(1): 91-97 (in Chinese).

[15] 田佳杰,牟钋,程素华,等. 大下沉速度下的起落架落震仿真与试验[J]. 液压与气动,2020(10):174-180.
TIAN Jiajie, MU Po, CHENG Suhua, et al. Drop simulation and drop test of aircraft main landing gear with high sinking velocity [J]. Chinese hydraulics & pneumatics, 2020(10): 174-180 (in Chinese).

[16] 杜金柱,孟凡星,卢学峰. 基于能量法的起落架落震试验评定准则[J]. 航空学报,2018,39(4):139-147.
DU Jinzhu, MENG Fanxing, LU Xuefeng. Criteria for evaluation of landing gear drop test based on energy method[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica, 2018, 39(4): 139-147(in Chinese).

[17] 航空航天工业部科学技术委员会. 飞机起落架强度设计指南[M]. 成都:四川科学技术出版社,1989.

(编辑　黄崇亚　张璐)